



TUGAS AKHIR TF-141581

**STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK
AERODINAMIK AIRFOIL NACA 4412
DENGAN VARIASI KECEPATAN ALIRAN
UDARA**

**GEMA PANDJI ERLANGGA
NRP 2411 100 127**

**Dosen Pembimbing
Ir. Roekmono, MT**

**DEPARTEMEN TEKNIK FISIKA
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2017**



FINAL PROJECT TF-141581

EXPERIMENTAL STUDY ON AERODYNAMIC PERFORMANCES OF NACA 4412 AIRFOIL WITH AIRFLOW SPEED VARIATIONS

**GEMA PANDJI ERLANGGA
NRP 2411 100 127**

**Supervisor
Ir. Roekmono, MT**

**DEPARTMENT OF ENGINEERING PHYSICS
Faculty of Industrial Technology
Institut Teknologi Sepuluh Nopember
Surabaya
2017**

PERNYATAAN BEBAS PLAGIARISME

Saya yang bertandatangan di bawah ini

Nama : Gema Pandji Erlangga
NRP : 2411100127
Departemen/ Prodi : Teknik Fisika/ S1 Teknik Fisika
Fakultas : Fakultas Teknologi Industri
PerguruanTinggi : Institut Teknologi Sepuluh Nopember

Dengan ini menyatakan bahwa Tugas Akhir dengan judul “STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK AERODINAMIK AIRFOIL NACA 4412 DENGAN VARIASI KECEPATAN ALIRAN UDARA” adalah benar karya saya sendiri dan bukan plagiat dari karya orang lain. Apabila di kemudian hari terbukti terdapat plagiat pada Tugas Akhir ini, maka saya bersedia menerima sanksi sesuai ketentuan yang berlaku. Demikian surat pernyataan ini saya buat dengan sebenar-benarnya.

Surabaya, 24 Juni 2017
Yang membuat pernyataan,

Gema Pandji Erlangga
NRP.2411100127

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

**LEMBAR PENGESAHAN
TUGAS AKHIR**


**STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK
AERODINAMIK AIRFOIL NACA 4412 DENGAN
VARIASI KECEPATAN ALIRAN UDARA**

Oleh :

GEMA PANDJI ERLANGGA
NRP : 2411 100 127

Surabaya 24 Juni 2017
Mengetahui/Menyetujui

Pembimbing



Ir. Roekmono, MT
NIP. 19580908 198601 1 001

**Kepala Departemen
Teknik Fisika FTI-ITS**



Agus Muhammad Hatta, ST, MSi, PhD
NIP. 19780902 200312 1 002

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

**STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK
AERODINAMIK AIRFOIL NACA 4412 DENGAN
VARIASI KECEPATAN ALIRAN UDARA**

TUGAS AKHIR

**Diajukan untuk Memenuhi Salah Satu Syarat
Memperoleh Gelar Sarjana Teknik
pada
Bidang Studi S-1 Teknik Fisika
Fakultas Teknologi Industri
Institut Teknologi Sepuluh Nopember**

Oleh :

**GEMA PANDJI ERLANGGA
NRP:2411 100 127**

Disetujui Oleh Tim Penguji Tugas Akhir :

1. Ir. Roekmono, MT (Pembimbing I)
2. Dr. Ridho Hantoro, ST, MT (Penguji I)
3. Gunawan Nugroho, ST, MT, PhD (Penguji II)
4. Dr. Ing. Doty Dewi R., ST, MT (Penguji III)

**SURABAYA
JUNI, 2017**

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

STUDI EKSPERIMENTAL KARAKTERISTIK AERODINAMIK *AIRFOIL* NACA 4412 DENGAN VARIASI KECEPATAN ALIRAN UDARA

Nama Mahasiswa : Gema Pandji Erlangga
NRP : 2411 100 127
Departemen : Teknik Fisika
Dosen Pembimbing : Ir. Roekmono, MT

Abstrak

Airfoil adalah bentuk geometri aerodinamis yang dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambatan sekecil mungkin ketika melalui fluida. Pada percobaan ini telah dilakukan percobaan *airfoil* NACA 4412 menggunakan *wind tunnel*. Percobaan dilakukan dengan tujuan untuk menentukan karakteristik aerodinamik *airfoil* pada sudut serang tertentu dan kecepatan aliran udara tertentu kemudian melakukan analisis mengenai pengaruh sudut serang dan kecepatan aliran udara terhadap performansi dari *airfoil*. Variasi yang digunakan adalah sudut serang dari -3^0 hingga 18^0 dengan interval sudut 3^0 , sedangkan kecepatan angin yang digunakan adalah 1, 2, 3, 4, dan 5 m/s. Gaya angkat terbesar didapat pada sudut serang 18^0 dengan nilai 0,193 N pada bilangan Reynold 18703. Gaya hambat terbesar terjadi pada sudut serang 18^0 dengan nilai 0,07 N. Semakin besar sudut serang dan semakin besar kecepatan aliran udara, maka nilai dari gaya angkat dan gaya hambat semakin besar.

Kata kunci : *airfoil*, NACA 4412, gaya angkat, gaya hambat

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

**EXPERIMENTAL STUDY ON AERODYNAMIC
PERFORMANCES OF NACA 4412 AIRFOIL WITH
AIRFLOW SPEED VARIATIONS**

Name : Gema Pandji Erlangga
Number : 2411 100 127
Department : Engineering Physics
Supervisor : Ir. Roekmono, MT

Abstract

Airfoil is an object with aerodynamic form that can produce great lift force with as low as possible drag force when the object moved through the fluids. This experiment has been conducted on NACA 4412 airfoil using wind tunnel. The experiment conducted with the purpose to acknowledge the aerodynamics performance of airfoil with specific angle of attack and airflow speed. Variations used in this experiment is the angle of attack from -3^0 to 18^0 with 3^0 interval and the wind speed used is 1, 2, 3, 4, and 5 m/s. The highest lift force acquired at 18^0 angle of attack with value of 0,193 N on Reynold's number 18703. And the highest drag force acquired occurred at 18^0 with value of 0,07 N. Higher value of angle of attack and airflow speed, then value of lift force and drag force will be higher too.

Keywords : airfoil, NACA 4412, lift force, drag force

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

KATA PENGANTAR

Alhamdulillah, segala puji bagi Allah SWT yang telah memberikan rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan laporan tugas akhir dengan judul “Studi Eksperimental Karakteristik Aerodinamik Airfoil NACA 4412 Menggunakan Wind Tunnel”.

Tugas akhir ini merupakan salah satu persyaratan akademik yang harus dipenuhi dalam program studi S-1 Teknik Fisika. Selama melaksanakan tugas akhir, penulis mendapatkan bantuan dari berbagai pihak. Oleh karena itu penulis ingin mengucapkan terima kasih kepada:

1. Bapak dan ibu penulis yang telah memberikan dukungan secara moril dan materiil kepada penulis.
2. Bapak Ir. Roekmono, MT, selaku dosen pembimbing tugas akhir penulis yang senantiasa memberikan bimbingan, ilmu, motivasi, dan saran dalam penyelesaian tugas akhir ini.
3. Bapak Gunawan Nugroho, ST, MT, PhD. selaku dosen penguji dan dosen pembimbing awal yang telah memberikan tema tugas akhir dan telah membimbing dan memberikan ilmu kepada penulis.
4. Bapak Dr. Ir. Totok Soehartanto, DEA, selaku dosen wali penulis selama masa perkuliahan di Teknik Fisika.
5. Bapak Agus Muhammad Hatta, ST, Msi, PhD, selaku Ketua Jurusan Teknik Fisika.
6. Bapak dan ibu dosen Teknik Fisika yang telah memberikan ilmu selama penulis kuliah.
7. Bapak Mardi dari PT. Marulin Maju Utama, selaku perusahaan manufaktur turbin yang membuat airfoil untuk tugas akhir ini.
8. Saudara Biga Arisandi yang telah memberikan dukungan kepada penulis sekaligus partner tugas akhir.
9. Asisten Laboratorium Rekayasa Energi Teknik Fisika yang telah membantu dalam pengambilan data.

10. Rekan-rekan Teknik Fisika 2011, 2012, 2013, dan 2015 dan lainnya yang tidak dapat penulis sebutkan satu-persatu.

Apabila terdapat kekurangan, penulis memohon kritik dan saran demi kesempurnaan laporan tugas akhir ini. Semoga laporan tugas akhir ini dapat memberikan manfaat dan tambahan ilmu bagi banyak orang.

Surabaya, 5 Juni 2017

Penulis

DAFTAR ISI

Halaman Judul	i
Pernyataan Bebas Plagiarisme	v
Lembar Pengesahan I	vii
Lembar Pengesahan II	ix
Abstrak	xi
Abstract	xiii
KATA PENGANTAR	xv
DAFTAR ISI	xvii
DAFTAR GAMBAR	xix
DAFTAR TABEL	xxi
DAFTAR SIMBOL	xxiii
BAB I PENDAHULUAN	1
1.1 Latar Belakang	1
1.2 Rumusan Masalah	2
1.3 Batasan Masalah	3
1.4 Tujuan	3
BAB II TINJAUAN PUSTAKA	5
2.1 Airfoil	5
2.2 NACA Seri 4 Digit	6
2.3 Gaya Aerodinamik Pada Airfoil	7
2.4 Induced Drag	9
2.5 Sudut Serang	10
2.6 Koefisien Angkat dan Koefisien Hambat	10
2.7 Bilangan Reynolds	11
2.8 Windtunnel	12
2.9 Sifat Aliran Viskos di dalam Pipa	13
BAB III METODOLOGI PENELITIAN	15
3.1 Studi Literatur	16
3.2 Perumusan Masalah	16
3.3 Menentukan Variabel Penelitian	16
3.4 Menentukan dan Membuat Model Airfoil	17
3.5 Pengujian dan Pengambilan Data	18
3.6 Analisis	21

BAB IV HASIL DAN PEMBAHASAN	23
4.1 Hasil Percobaan.....	23
4.2 Pembahasan.....	33
BAB V PENUTUP	37
5.1 Kesimpulan	37
DAFTAR PUSTAKA.....	39
LAMPIRAN A	A
LAMPIRAN B	B
BIODATA PENULIS.....	49

DAFTAR GAMBAR

Gambar 2.1	Airfoil.....	5
Gambar 2.2	Bagian pada airfoil	6
Gambar 2.3	Beberapa contoh dari naca seri 4 digit	7
Gambar 2.4	Gaya aerodinamik pada airfoil	8
Gambar 2.5	Finite wing	9
Gambar 2.6	Ilustrasi vorteks pada wing tips.....	10
Gambar 2.7	Windtunnel.....	13
Gambar 2.8	Sifat aliran fluida pada pipa	14
Gambar 3.1	Diagram alir penelitian.....	15
Gambar 3.2	Hasil pembuatan airfoil	17
Gambar 3.3	Anemometer	18
Gambar 3.4	Airfoil dipasang pada piringan sudut force balance.....	19
Gambar 3.5	Force balance	20
Gambar 3.6	Piringan sudut pada force balance.....	20
Gambar 3.7	Sudut batang airfoil	21
Gambar 4.1	Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 3740	24
Gambar 4.2	Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 7481	28
Gambar 4.3	Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 11221 ..	29
Gambar 4.4	Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 14962..	30
Gambar 4.5	Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 18703 ..	30
Gambar 4.6	Grafik perbandingan koefisien angkat terhadap sudut serang.....	31
Gambar 4.7	Grafik perbandingan koefisien hambat terhadap sudut serang.....	32

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR TABEL

Tabel 3.1 Keterangan ukuran airfoil.....	17
Tabel 4.1 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 3740.....	23
Tabel 4.2 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 7481.....	25
Tabel 4.2 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 7481.....	25
Tabel 4.3 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 11221.....	26
Tabel 4.4 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 14962.....	27
Tabel 4.5 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 18703.....	29
Tabel 4.6 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 3740.....	30
Tabel 4.7 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 7481.....	31
Tabel 4.8 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 11221.....	31
Tabel 4.9 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 14962.....	31
Tabel 4.10 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 18703.....	32

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR SIMBOL

P	Tekanan
ρ	Densitas
h	Ketinggian
g	Gravitasi
u	Kecepatan aliran fluida
\dot{m}	Laju aliran massa
A	Luas
m	Massa
t	Waktu
Q	Debit
q	Dynamic Pressure
C_D	Koefisien Hambat
C_L	Koefisien Angkat
F_D	Gaya Hambat
F_L	Gaya Angkat
Re	Bilangan Reynolds
μ	Dynamic viscosity
ν	Kinematic viscosity

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB I

PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang

Airfoil atau *aerofoil* adalah bentuk aerodinamis yang menghasilkan gaya angkat sebesar mungkin dan gaya hambat sekecil mungkin. Sayap pesawat terbang merupakan aplikasi dari *airfoil*. Pada bagian melintang sayap pesawat terbang terlihat bentuk dua dimensi dari *airfoil*. Bentuk *airfoil* mempengaruhi performansi aerodinamis dari pesawat terbang, terutama gaya angkat. Gaya angkat pada pesawat terbang terjadi karena adanya perbedaan tekanan udara pada sayap. Selain bentuk *airfoil*, gaya angkat dipengaruhi juga oleh sudut serang. Sudut serang adalah sudut yang terbentuk antara *chord* dengan arah datangnya angin. [1]

Penelitian terhadap bentuk *airfoil* terus dilakukan untuk mendapatkan performansi aerodinamis terbaik. Dengan gaya angkat yang lebih besar maka pesawat terbang dapat mengangkat beban lebih besar dan dapat melakukan lepas landas pada *runway* yang pendek.

Guererro [2] melakukan penelitian dengan judul “*Effect of Cambering on the Aerodynamic Performance of Heaving Airfoils*” menggunakan *airfoil* model NACA dengan ketebalan maksimum *airfoil* 12% dari *chord* menggunakan variasi ukuran *camber* yang berbeda. Dari hasil penelitian tersebut, *airfoil* NACA 4412 memiliki *coefficient of lift* lebih besar dibandingkan dengan NACA 2412.

Haque dkk.[3], pada penelitiannya berjudul “*Experimental Investigation on the Performance of NACA 4412 Aerofoil with Curved Leading Edge Planform*” membandingkan karakteristik *airfoil* NACA 4412 dengan bentuk pada bagian *leading edge* berbeda. Pengujian model *airfoil* NACA 4412 menggunakan *closed circuit wind tunnel* dengan kecepatan angin 85 km/jam dan bilangan Reynolds 180000. Dari hasil penelitian yang dilakukan, *airfoil* NACA 4412 dengan bentuk melengkung memiliki koefisien gaya angkat yang lebih besar dibandingkan

dengan bentuk persegi pada sudut serang -4° , 0° , dan 8° . Sayap dengan bentuk melengkung memiliki perbedaan luas permukaan pada bagian *wing root* dan *wing tip*, sehingga aliran udara sepanjang rentang sayap mengalami penurunan dan gaya hambat berkurang.

Camocardi dkk. [4], pada penelitiannya yang berjudul “*Experimental Study of A NACA 4412 Airfoil With Movable Gurney Flap*” meneliti karakteristik *airfoil* NACA 4412 dengan menggunakan tambahan *Gurney Flap* dengan panjang 1% dari *chord*. Percobaan dilakukan menggunakan bilangan Reynolds 326.000 dan sudut yang digunakan adalah -8° hingga 16° dengan interval 1° . Hasil dari percobaan diperoleh sayap dengan *Gurney Flap* memiliki nilai *coefficient of lift* lebih besar dibandingkan dengan sayap tanpa *Gurney Flap*. Sedangkan untuk nilai *coefficient of drag*, sayap dengan *Gurney Flap* memiliki nilai yang lebih kecil.

Hasil dari berbagai eksperimen telah banyak digunakan untuk mendesain dalam berbagai konfigurasi sayap. Tetapi untuk penelitian tentang *airfoil* dengan bilangan Reynolds rendah masih jarang ditemui. Penelitian *airfoil* menggunakan bilangan Reynolds rendah dapat diaplikasikan sebagai sayap pesawat terbang *aeromodelling*, dengan kecepatan angin rendah tetapi pesawat tetap bisa mengudara. Sehingga hal ini lah yang mendasari penulis untuk melakukan penelitian pada karakteristik aerodinamik *airfoil* NACA 4412 dengan variasi sudut serang dan kecepatan aliran.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang di atas, maka permasalahan yang diangkat dalam tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- a. Bagaimana melakukan studi eksperimental mengenai *airfoil* NACA 4412.
- b. Bagaimana karakteristik aerodinamik *airfoil* NACA 4412 dengan kecepatan angin 1, 2, 3, 4, dan 5 m/s dengan sudut serang -3° hingga 18° .

- c. Bagaimana pengaruh kecepatan angin dan sudut serang terhadap performansi *airfoil* NACA 4412.

1.3 Batasan Masalah

Adapun batasan masalah yang digunakan pada tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- a. *Airfoil* yang digunakan adalah model NACA 4412.
- b. Eksperimen dilakukan menggunakan *windtunnel* Armfield C-2.
- c. Sudut serang yang digunakan adalah -3^0 , 0^0 , 3^0 , 6^0 , 9^0 , 12^0 , 15^0 , dan 18^0 .
- d. Kecepatan angin yang digunakan adalah 1, 2, 3, 4, dan 5 m/s.

1.4 Tujuan

Tujuan dilakukannya tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- a. Untuk mengetahui langkah-langkah yang dilakukan dalam studi eksperimental mengenai *airfoil* NACA 4412.
- b. Untuk mengetahui karakteristik aerodinamik *airfoil* NACA 4412 pada kecepatan angin dan sudut serang tertentu.
- c. Untuk mengetahui pengaruh dari kecepatan udara dan sudut serang terhadap performansi *airfoil* NACA 4412.

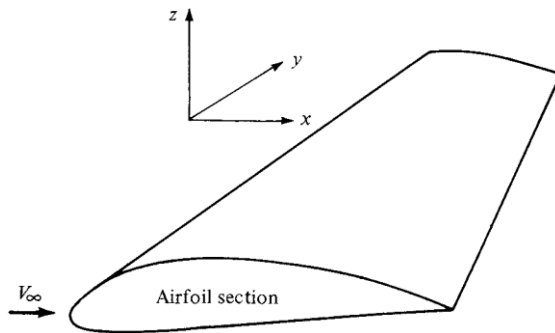
“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

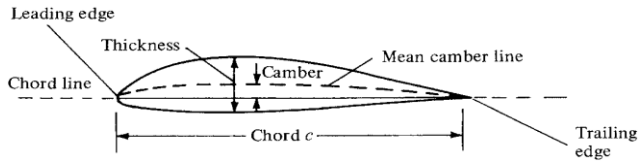
2.1 Airfoil

Sayap pesawat terbang pada gambar 2.1 melintang pada sumbu y . Udara mengalir dengan kecepatan V paralel dengan bidang xz . Setiap bagian potongan sayap pesawat terbang yang terpotong oleh sumbu xz adalah *airfoil*.



Gambar 2.1 Airfoil (sumber : *Fundamentals of Aerodynamics*, 2011)

Airfoil adalah bentuk geometri aerodinamis yang dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambatan sekecil mungkin ketika melalui fluida. Karena dapat menghasilkan gaya angkat yang besar dengan gaya hambat yang kecil maka *airfoil* dipilih sebagai komponen sayap pesawat terbang. Gaya angkat dari sayap pesawat terbang bergantung pada bentuk geometris *airfoil*. Begitu juga dengan gaya hambat bergantung pada bentuk geometris *airfoil*.



Gambar 2.2 Bagian pada *airfoil* (sumber : *Fundamentals of Aerodynamics*, 2011)

Bagian-bagian *airfoil* adalah sebagai berikut:

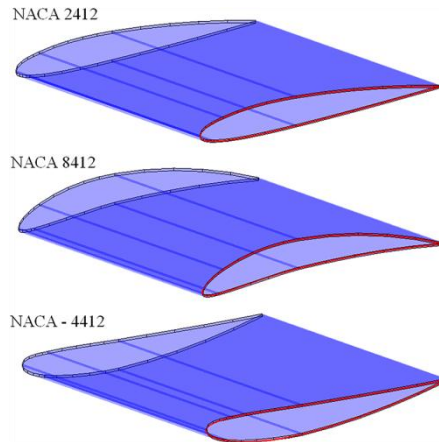
- a. *Leading Edge* : Sisi depan *airfoil*
- b. *Trailing Edge* : Sisi belakang *airfoil*
- c. *Chord* : Jarak antara *leading edge* dan *trailing edge*
- d. *Chord Line* : Garis lurus yang menghubungkan *leading edge* dan *trailing edge*
- e. *Mean Camber Line* : Garis yang membagi sama besar antara permukaan atas dan bawah *airfoil*
- f. *Camber* : Jarak maksimum antara *mean camber line* dengan *chord line*
- g. *Thickness* : Jarak maksimum antara permukaan atas dan bawah *airfoil*

2.2 NACA Seri 4 Digit

Airfoil NACA adalah bentuk *airfoil* yang dikembangkan oleh *National Advisory Committee for Aeronautics* (NACA). Jenis dari *airfoil* NACA dapat diklasifikasikan dengan jumlah digit, salah satu serinya adalah 4 digit. Pada *airfoil* NACA seri 4 digit, digit pertama menyatakan nilai maksimum *camber* terhadap *chord* dalam satuan per seratus. Digit kedua merupakan posisi *camber* pada *chord* dari *leading edge* dalam satuan per sepuluh. Dua digit terakhir merupakan ketebalan *airfoil* terhadap *chord* dengan nilai per seratus. Jika pada dua digit pertama

menunjukkan angka 00 maka *airfoil* tersebut tidak memiliki *camber* atau termasuk *airfoil* simetris.

Sebagai contoh NACA 4412. Digit pertama angka 4 menunjukkan 4 per seratus dari *chord* atau dapat disingkat dengan $0,04c$ dan menunjukkan ketebalan maksimum dari *camber*. Digit kedua angka 4 per sepuluh dari *chord* atau $0,4c$ sehingga posisi ketebalan maksimum *camber* teletak pada $0,4c$ dari *leading edge*. Dua digit terakhir yaitu 12 per seratus dikalikan dengan *chord* atau $0,12c$ menunjukkan ketebalan maksimum *airfoil*, jarak antara permukaan atas dan permukaan bawah *airfoil* maksimum.

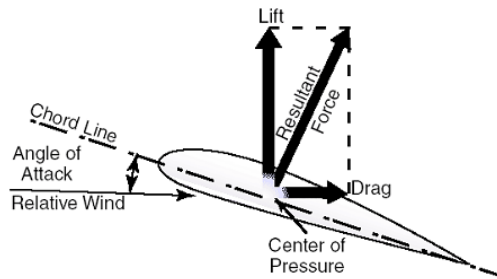


Gambar 2.3 Beberapa contoh dari NACA seri 4 digit (sumber : Bayoumy, 2012)

2.3 Gaya Aerodinamik pada *Airfoil*

Ketika sebuah benda bergerak melalui sebuah fluida, interaksi antara benda dengan fluida terjadi. Efek ini dapat digambarkan dalam bentuk gaya-gaya pada pertemuan antar muka fluida benda. Pada *airfoil* gaya yang terjadi ketika melalui

fluida adalah gaya angkat dan gaya hambat. Gaya angkat merupakan gaya mekanik yang dihasilkan dari interaksi permukaan *airfoil* dengan fluida yang mengalir. Gaya angkat merupakan besaran vektor sehingga angka negatif pada gaya angkat menunjukkan arah dari gaya angkat tersebut. Gaya angkat tegak lurus dengan gaya berat. Untuk membuat objek dapat terangkat maka gaya angkat harus lebih besar daripada gaya berat. Gaya angkat juga terjadi karena perbedaan tekanan pada permukaan atas dan bawah *airfoil*. Ketika tekanan pada permukaan bawah *airfoil* lebih besar, maka *airfoil* akan terangkat.



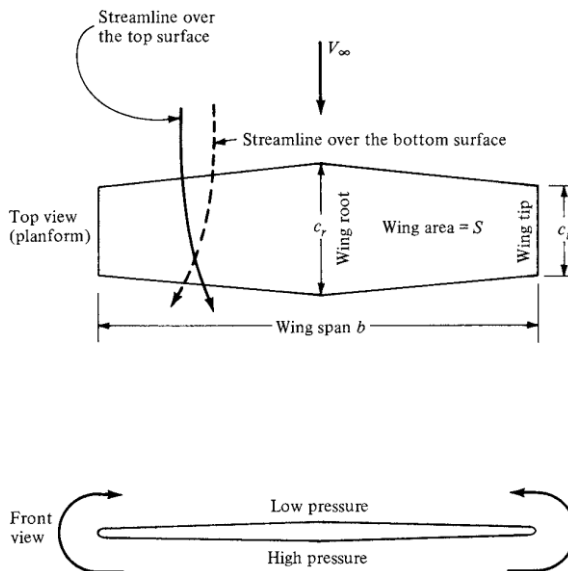
Gambar 2.4 Gaya aerodinamik airfoil (sumber : *Fundamentals of Aerodynamics*, 2011)

Gaya hambat terjadi ketika ada interaksi atau kontak antara permukaan *airfoil* dengan fluida yang mengalir. Sama halnya dengan gaya angkat, gaya hambat juga termasuk besaran vektor. Gaya hambat berlawanan dengan gaya dorong atau *thrust*. Gaya hambat dapat dibayangkan sebagai gesekan aerodinamis, dan salah satu penyebabnya adalah gesekan antara permukaan *airfoil* dengan molekul fluida. Untuk permukaan *airfoil* yang halus dan mengkilap menghasilkan gaya gesek atau gaya hambat lebih kecil. Dan untuk fluida, dimana pada eksperimen ini yang

digunakan adalah udara, kekuatan gaya gesek bergantung pada viskositas.

2.4 Induced Drag

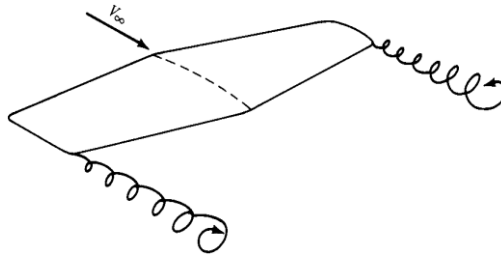
Pada *airfoil* yang terjadi adalah gaya angkat dan gaya hambat, tetapi ketika *airfoil* memiliki *span* sehingga menjadi *finite wing*, *airfoil* tidak lagi dua dimensi.



Gambar 2.5 *Finite wing* (sumber : *Fundamentals of Aerodynamic*, 2011)

Pada bagian ujung sayap atau *wing tip*, udara bebas bergerak dari daerah dengan tekanan yang tinggi ke daerah dengan tekanan yang rendah. Hal ini menyebabkan aliran udara membentuk seperti tornado kecil atau disebut vorteks. Putaran aliran udara vorteks pada *wing tip* sangat kuat, dan mulai

melemah putarannya pada *wing root* atau bagian sayap yang menempel pada badan pesawat. Distribusi gaya angkat pada sayap tidak seragam dari *wing tip* hingga *wing root*. Gaya ini disebut *induced drag* karena gaya hambat terjadi oleh induksi dari vorteks.



Gambar 2.6 Ilustrasi vorteks pada *wing tip* (sumber : *Fundamentals of Aerodynamic*, 2011)

2.5 Sudut Serang

Sudut serang atau *angle of attack* adalah sudut yang terbentuk oleh *chord line* terhadap arah aliran udara. Semakin besar sudut serang maka gaya aerodinamik akan semakin besar. Untuk *airfoil* simetris pada sudut serang 0° , besar gaya angkat yang dihasilkan akan 0, berbeda dengan *airfoil* asimetris sekalipun pada sudut serang 0° tetapi gaya angkat sudah terjadi.

2.6 Koefisien Angkat dan Koefisien Hambat

Koefisien angkat adalah bilangan yang digunakan untuk memodelkan bentuk, perubahan sudut, dan kecepatan aliran pada gaya angkat. Koefisien angkat didapat dari perbandingan gaya angkat dengan *dynamic pressure* dikalikan luas. *Dynamic pressure* didapat dari perkalian massa jenis dengan kecepatan aliran kuadrat kemudian dibagi dua. Koefisien angkat juga bisa menjadi rasio gaya angkat dengan gaya yang dihasilkan oleh *dynamic pressure* dikalikan luas.

Sama seperti koefisien angkat, koefisien hambat juga merupakan bilangan yang digunakan untuk memodelkan bentuk, perubahan sudut, dan kecepatan aliran pada gaya hambat. Faktor yang mempengaruhi koefisien hambat adalah kecepatan angin, massa jenis udara, dan luas dari sayap.

$$q = \frac{1}{2} \rho u^2 \quad (2.6)$$

$$C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} = \frac{F_D}{q A} \quad (2.7)$$

$$C_L = \frac{F_L}{\frac{1}{2} \rho u^2 A} = \frac{F_L}{q A} \quad (2.8)$$

Keterangan:	q	=	Dynamic pressure
	C _D	=	Koefisien gaya hambat
	C _L	=	Koefisien gaya angkat
	F _D	=	Gaya hambat
	F _L	=	Gaya angkat
	ρ	=	Densitas udara
	u	=	Kecepatan angin
	A	=	Luas permukaan

2.7 Bilangan Reynold

Bilangan Reynold atau *Reynold's Number* (Re) merupakan kuantitas non dimensional yang merepresentasikan rasio antara gaya inersia terhadap gaya yang diakibatkan oleh viskositas fluida. Bilangan Reynold dapat digunakan untuk menentukan profil aliran, seperti laminar, transisi, dan turbulen.

$$Re = \frac{\rho u D}{\mu} = \frac{u D}{\nu} \quad (2.8)$$

Keterangan:	Re	=	Bilangan Reynold
	ρ	=	Densitas fluida
	u	=	Kecepatan fluida
	D	=	Diameter atau panjang <i>chord airfoil</i>
	μ	=	<i>Dynamic Viscosity</i>
	ν	=	<i>Kinematic Viscosity</i>

Untuk percobaan pada penelitian ini, kecepatan angin yang digunakan adalah 1, 2, 3, 4, dan 5 m/s. *Kinematic viscosity* yang digunakan adalah $16,04 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$. Densitas udara yang digunakan adalah $1,1515 \text{ kg/m}^3$. Hasil dari perhitungan bilangan Reynold disajikan pada tabel berikut.

Tabel 2.1 Hasil perhitungan bilangan Reynold

Kecepatan Angin (m/s)	Bilangan Reynold
1	3740
2	7481
3	11221
4	14962
5	18703

2.8 Windtunnel

Windtunnel atau terowongan angin digunakan untuk mensimulasikan keadaan sebenarnya pada suatu benda yang berada dalam pengaruh gaya aerodinamik secara eksperimental. Percobaan ini biasanya dilakukan terhadap model-model kendaraan seperti mobil, sayap pesawat terbang, turbin, dll.

Teknik uji coba aerodinamik pada alat ini adalah dengan menempatkan objek pada *test section*. Pada *test section* akan diketahui performansi aerodinamik pada titik tertentu dari model tersebut yang pada akhirnya melahirkan kesimpulan kelayakan model. Kecepatan angin uji dapat divariasikan mulai dari kecepatan rendah hingga kecepatan tinggi. Arah angin juga dapat

direkayasa dengan mengubah derajat posisi kedudukan atau sudut serang objek pada *test section*.

Terdapat dua jenis rangkaian *windtunnel*, yaitu rangkaian terbuka dan rangkaian tertutup. Pada rangkaian terbuka, udara mengikuti aliran lurus dari jalur masuk melalui bagian *intake* lalu menuju *test section* dan *diffuser*.

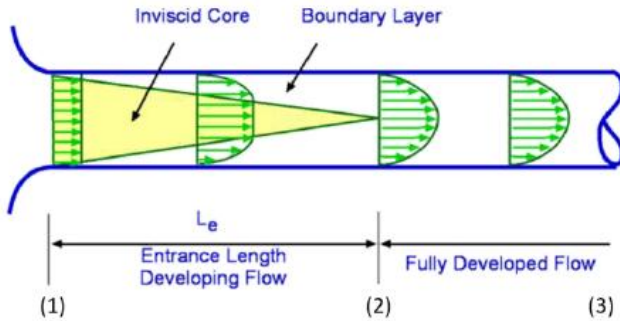


Gambar 2.7 *Windtunnel* (sumber : discoverarmfield.com)

2.9 Sifat Aliran Viskos Di Dalam Pipa

Pada dasarnya, sifat aliran udara pada *windtunnel* diadaptasi dari sifat aliran viskos dalam pipa. Karena fluida yang dialirkan berada pada dalam suatu pipa atau terowongan (*tunnel*). Setiap fluida yang mengalir dalam sebuah pipa harus melalui masukan pipa.

Daerah aliran di dekat lokasi fluida saat memasuki pipa disebut sebagai daerah masuk atau *entrance region*. Pada daerah fluida memasuki bagian pipa dengan profil kecepatan yang hampir seragam pada bagian (1). Saat fluida bergerak melalui pipa, efek viskos menyebabkan udara tetap menempel pada dinding pipa. Efek viskos ini disebut lapisan batas atau *boundary layer*, dimana efek viskos terjadi pada sepanjang dinding pipa dengan sedemikian rupa sehingga profil kecepatan awal berubah mengikuti jarak panjang pipa hingga fluida mencapai *entrance region* (2) dimana setelahnya profil kecepatan aliran menjadi *fully developed* (3).

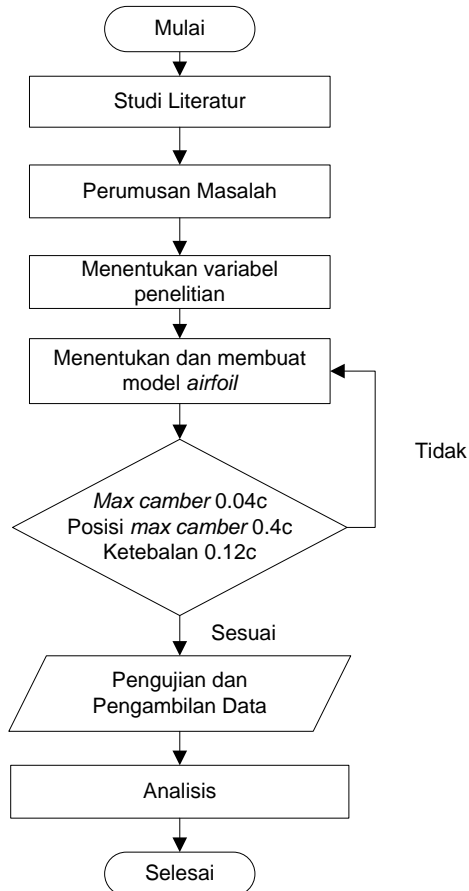


Gambar 2.8 Sifat aliran fluida pada pipa (sumber :
eng.cam.ac.uk)

BAB III

METODOLOGI PENELITIAN

Pada bab ini akan dijelaskan tahapan pelaksanaan tugas akhir melalui diagram alir di bawah ini.



Gambar 3.1 Diagram Alir Penelitian

3.1 Studi Literatur

Pelaksanaan tugas akhir ini diawali dengan melakukan studi literatur. Studi literatur bertujuan untuk meningkatkan pemahaman penulis terhadap topik penelitian yang akan diambil. Studi literatur dilakukan dengan mempelajari pengetahuan pendukung seperti *airfoil*, gaya aerodinamik, *wind tunnel*, dan lain-lain. Studi literatur dilakukan dengan mengumpulkan beberapa bahan referensi berupa jurnal ilmiah terkait perkembangan penelitian yang telah dilaksanakan sebelumnya. Topik referensi yang terkait adalah karakteristik aerodinamik pada *airfoil* NACA 4412.

3.2 Perumusan Masalah

Setelah mendapatkan informasi dari literatur yang didapat, penulis dapat merumuskan masalah yang akan diselesaikan pada penelitian ini. Adapun rumusan masalah yang akan dihadapi oleh penulis adalah tentang cara melakukan studi eksperimental mengenai *airfoil* NACA 4412, karakteristik aerodinamik dari *airfoil* NACA 4412 dengan kecepatan angin dan sudut serang tertentu, serta pengaruh kecepatan angin dan sudut serang terhadap performansi dari *airfoil* NACA 4412.

3.3 Menentukan Variabel Penelitian

Selanjutnya adalah menentukan variabel penelitian. Pada rumusan masalah dan tujuan penelitian, penulis melakukan penelitian untuk mengetahui karakteristik aerodinamik dari *airfoil* NACA 4412 dan pengaruh kecepatan angin dan sudut serang terhadap performansi dari *airfoil* NACA 4412.

Gaya aerodinamik pada *airfoil* meliputi gaya angkat dan gaya hambat. Dimana masing-masing variabel tersebut didapat dari hasil eksperimen menggunakan *windtunnel*. Sedangkan pengaruh sudut serang untuk mencari sudut *stall* dan *zero angle lift* pada *airfoil*. Variasi sudut yang akan digunakan pada penelitian adalah -3° , 0° , 3° , 6° , 9° , 12° , 15° , dan 18° . Untuk kecepatan angin yang digunakan adalah 1, 2, 3, 4, dan 5 m/s.

Berdasarkan teori sifat aliran udara pada bab sebelumnya, perlu dilakukan identifikasi aliran angin pada windtunnel untuk mengetahui sifat aliran yang digunakan sudah uniform.

3.4 Menentukan dan Membuat Model *Airfoil*

Airfoil yang digunakan pada penelitian adalah model NACA 4412. Bahan yang digunakan adalah besi dan terdapat *shaft* pada ujung *airfoil*. Ukuran yang digunakan adalah panjang *chord* 6 cm dan lebar *span* 26 cm, mengikuti dengan model *airfoil* yang sudah jadi.

Pada tabel 3.1 merupakan keterangan dari ukuran *airfoil* yang digunakan.



Gambar 3.2 Hasil pembuatan *airfoil*

Tabel 3.1 Keterangan ukuran *airfoil*

Parameter	Keterangan
Panjang <i>chord</i>	6 cm
<i>Camber</i> maksimum	0,24 cm
Posisi <i>camber</i> maksimum	2,4 cm dari <i>leading edge</i>
Ketebalan maksimum <i>airfoil</i>	0,72 cm
Lebar <i>span airfoil</i>	26 cm

3.5 Pengujian dan Pengambilan Data

Eksperimen dilakukan menggunakan *windtunnel*. Sebelum *airfoil* dipasang pada *force balance*, terlebih dahulu mengatur kecepatan angin pada *windtunnel*. Kecepatan angin pada *windtunnel* diatur menggunakan *fan controller*. *Fan controller* mengatur frekuensi dari putaran kipas pada *windtunnel*. Pengaturan pada *fan controller* dilakukan dengan menaikkan frekuensi hingga frekuensi tertentu kemudian pilih set. Kipas akan berputar sesuai dengan frekuensi yang telah diatur, kemudian kecepatan angin diukur menggunakan anemometer. Jika kecepatan angin belum mencapai kecepatan yang diinginkan, maka frekuensi diubah dengan interval 2 Hz.



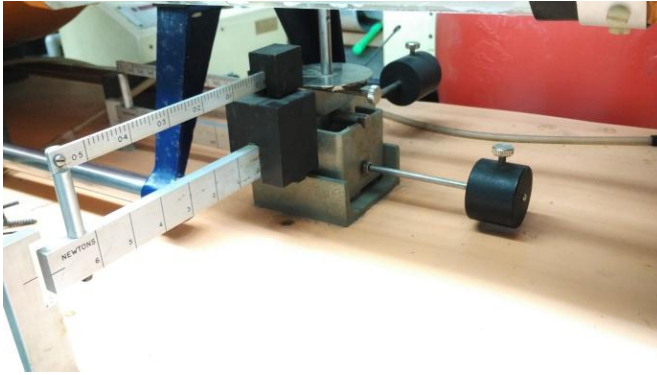
Gambar 3.3 Anemometer (sumber : dilog.co.uk)

Setelah mencapai kecepatan angin yang diinginkan, kemudian *airfoil* dipasang pada *windtunnel*. *Shaft* dari *airfoil* diletakkan pada piringan sudut *force balance*.



Gambar 3.4 Airfoil dipasang pada piringan sudut *force balance*

Kemudian mengatur *force balance* menjadi keadaan setimbang. Keadaan setimbang diperoleh dengan balok berada pada posisi 0 N dan tidak digerakkan, hanya silinder yang digerakkan. Jika sudah mencapai keadaan setimbang maka *windtunnel* dapat ditutup dan mulai mengambil data.



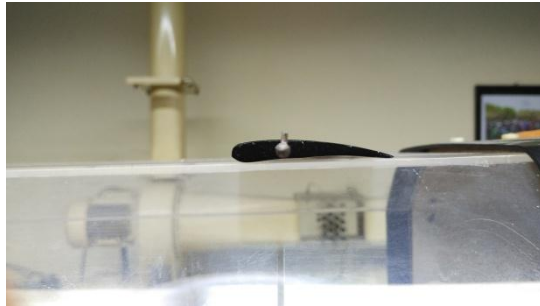
Gambar 3.5 *Force balance*

Percobaan dilakukan dari sudut terendah yaitu -3° hingga sudut terbesar dengan interval 3° . Untuk merubah sudut serang dengan memutar piringan sudut pada *force balance* kemudian dikencangkan kembali.



Gambar 3.6 Piringan sudut pada *force balance*

Pada *shaft* airfoil terdapat besi kecil yang digunakan sebagai pengatur sudut. Seharusnya besi kecil ini memiliki sudut tegak lurus dengan *chord*, tetapi dari hasil pembuatan model ini ternyata besi kecil lebih condong 7^0 . Sehingga untuk mengukur sudut 0^0 airfoil maka harus menggeser piringan sudut ke 7^0 .



Gambar 3.7 Sudut batang *airfoil*

3.6 Analisis

Data yang didapat dari hasil eksperimen, yaitu gaya angkat dan gaya hambat kemudian diolah hingga mendapat koefisien angkat dan koefisien hambat menggunakan rumus pada bab sebelumnya. Setelah mendapat koefisien angkat dan koefisien hambat, kemudian diplot pada grafik terhadap sudut serang. Grafik hasil eksperimen kemudian dibandingkan dengan grafik pada jurnal yang digunakan sebagai tinjauan pustaka.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB IV

HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1 Hasil Percobaan

Berdasarkan teori dan metodologi yang telah dibahas pada bab sebelumnya, maka didapatkan hasil data tugas akhir sebagai berikut.

4.1.1 Hasil Eksperimen

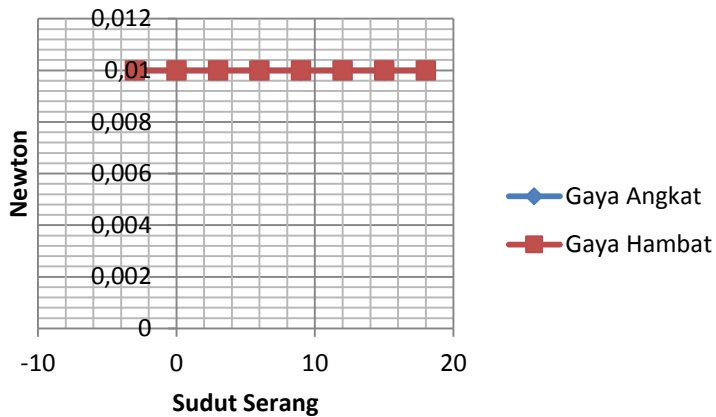
Eksperimen dilakukan pada *windtunnel* menggunakan kecepatan angin 1, 2, 3, 4, dan 5 m/s. Adapun yang diukur adalah gaya angkat dan gaya hambat dengan satuan Newton pada sudut -3^0 , 0^0 , 3^0 , 6^0 , 9^0 , 12^0 , 15^0 , dan 18^0 . Untuk hasil pengukuran dan grafik akan ditampilkan berikut.

- **Kecepatan Angin 1 m/s Dengan Bilangan Reynold 3740**

Percobaan pertama dilakukan dengan kecepatan angin 1 m/s sebanyak 3 kali pengambilan data. Kemudian diambil nilai rata-rata dari hasil pengambilan data pada setiap sudut serang.

Tabel 4.1 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 3740

Sudut serang	Gaya angkat (N)	Gaya Hambat (N)
-3^0	0,010	0,010
0^0	0,010	0,010
3^0	0,010	0,010
6^0	0,010	0,010
9^0	0,010	0,010
12^0	0,010	0,010
15^0	0,010	0,010
18^0	0,010	0,010



Gambar 4.1 Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 3740

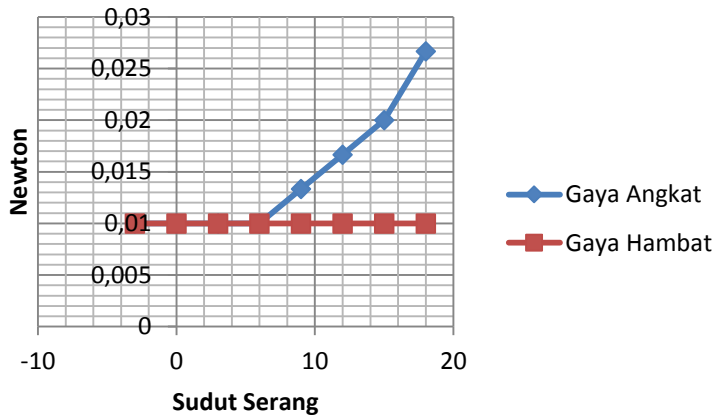
Pada percobaan dengan bilangan Reynold 3740 hasil pengukuran menunjukkan angka yang sama pada gaya angkat dan gaya hambat yaitu 0,01 N.

- **Kecepatan Angin 2 m/s Dengan Bilangan Reynold 7481**

Untuk percobaan kedua dilakukan dengan kecepatan angin 2 m/s sebanyak 3 kali pengambilan data. Kemudian diambil nilai rata-rata dari hasil pengambilan data pada setiap sudut serang.

Tabel 4.2 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 7481

Sudut serang	Gaya angkat (N)	Gaya Hambat (N)
-3^0	0,010	0,010
0^0	0,010	0,010
3^0	0,010	0,010
6^0	0,010	0,010
9^0	0,013	0,010
12^0	0,017	0,010
15^0	0,020	0,010
18^0	0,027	0,010



Gambar 4.2 Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 7481

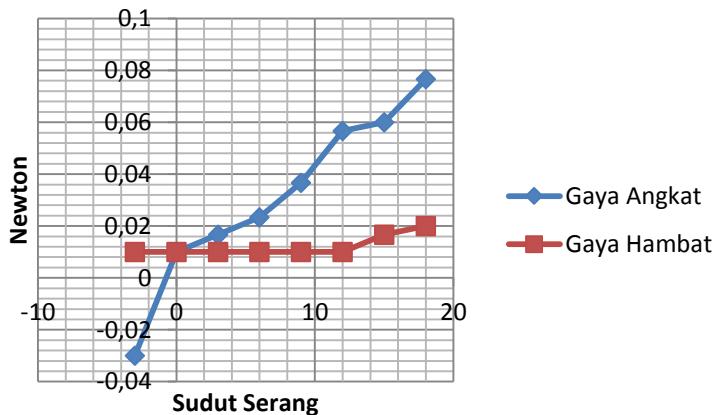
Pada percobaan dengan bilangan Reynold 7481, semakin besar sudut serang maka nilai dari gaya angkat semakin besar. Pada sudut serang 18^0 airfoil mengalami gaya angkat tertinggi dengan nilai 0,027 N. Sedangkan untuk nilai gaya hambat sama untuk semua sudut serang.

- **Kecepatan Angin 3 m/s Dengan Bilangan Reynold 11221**

Percobaan ketiga dilakukan dengan kecepatan angin 3 m/s sebanyak tiga kali pengambilan data pada setiap sudut serang. Kemudian diambil nilai rata-rata untuk gaya angkat dan gaya hambat.

Tabel 4.3 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 11221

Sudut serang	Gaya angkat (N)	Gaya Hambat (N)
-3°	-0,030	0,010
0°	0,010	0,010
3°	0,016	0,010
6°	0,023	0,010
9°	0,037	0,010
12°	0,056	0,010
15°	0,060	0,017
18°	0,076	0,020



Gambar 4.3 Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 11221

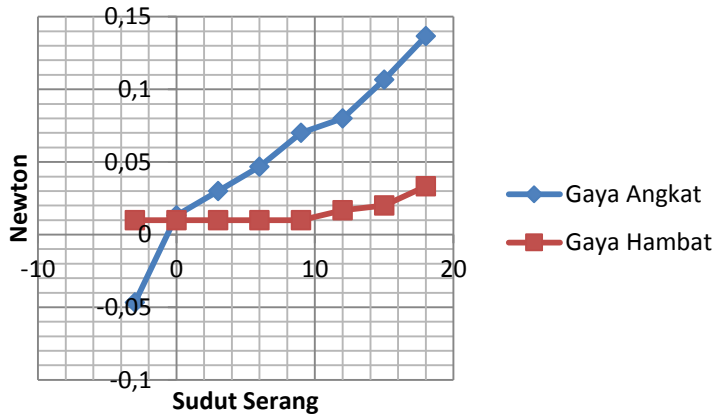
Percobaan dengan bilangan Reynold 11221 menunjukkan gaya angkat terbesar terjadi pada sudut 18^0 dengan nilai 0,076 N dan gaya angkat terkecil pada sudut serang -3^0 dengan nilai -0,03 N. Nilai negatif pada gaya angkat menunjukkan arah gaya dari airfoil. Untuk gaya hambat, nilai terbesar terjadi pada sudut serang 18^0 dengan nilai 0,02 N.

- **Kecepatan Angin 4 m/s Dengan Bilangan Reynold 14962**

Percobaan keempat dilakukan dengan kecepatan angin 4 m/s sebanyak tiga kali pengambilan data pada setiap sudut serang. Kemudian diambil nilai rata-rata untuk gaya angkat dan gaya hambat.

Tabel 4.4 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 14962

Sudut serang	Gaya angkat (N)	Gaya Hambat (N)
-3^0	-0,047	0,010
0^0	0,013	0,010
3^0	0,030	0,010
6^0	0,047	0,010
9^0	0,070	0,010
12^0	0,080	0,017
15^0	0,107	0,020
18^0	0,147	0,033



Gambar 4.4 Grafik gaya angkat dan gaya hambatan terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 14962

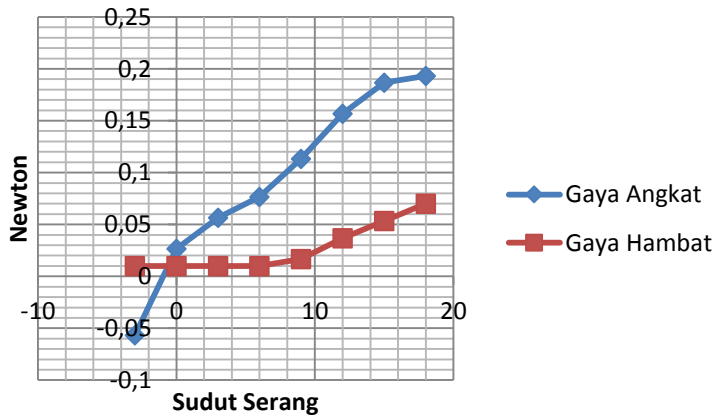
Percobaan dengan bilangan Reynold 14962 memiliki gaya angkat terbesar pada sudut serang 18° dan gaya angkat terkecil pada sudut serang -3° . Sedangkan untuk gaya hambatan nilai terbesar pada sudut serang 18° . Untuk nilai gaya angkat terbesar yaitu 0,147 N dan terkecil adalah 0,013 N.

- **Kecepatan Angin 5 m/s Dengan Bilangan Reynold 18703**

Percobaan kelima dilakukan dengan kecepatan angin 5 m/s sebanyak tiga kali pengambilan data kemudian diambil nilai rata-rata untuk gaya angkat dan gaya hambatan.

Tabel 4.5 Hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat pada bilangan Reynold 18703

Sudut serang	Gaya angkat (N)	Gaya Hambat (N)
-3°	-0,057	0,010
0°	0,027	0,010
3°	0,057	0,010
6°	0,076	0,010
9°	0,113	0,017
12°	0,157	0,037
15°	0,186	0,053
18°	0,193	0,070



Gambar 4.5 Grafik gaya angkat dan gaya hambat terhadap sudut serang dengan bilangan Reynold 18703

Percobaan dengan bilangan Reynold 18703, semakin besar sudut serang maka semakin besar nilai dari gaya angkat dan juga gaya hambat. Gaya angkat terbesar terjadi pada sudut serang 18° dengan nilai 0,193 N dan terkecil pada sudut serang -3° dengan nilai -0,057 N. Untuk gaya hambat nilai terbesar terjadi pada sudut serang 18° dengan nilai 0,070 N. Nilai negatif pada gaya angkat menunjukkan arah dari gaya tersebut. Negatif

menandakan gaya pada airfoil mengarah ke arah bawah, sedangkan untuk positif ke arah atas.

4.1.2 Perhitungan Koefisien Angkat Dan Koefisien Hambat

Untuk mendapatkan nilai koefisien angkat dan hambat, maka hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambatan perlu diolah terlebih dahulu. Gaya angkat yang didapat dibagi dengan *dynamic pressure* dan luas permukaan *airfoil*. *Dynamic pressure* didapat dari massa jenis udara dikalikan dengan kecepatan udara kuadrat. Rumus tersebut berlaku juga untuk menghitung koefisien hambatan. Untuk hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambatan ditampilkan pada tabel berikut.

Tabel 4.6 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambatan bilangan Reynold 3740

Sudut serang	Koefisien angkat	Koefisien hambatan
-3^0	1,113	1,113
0^0	1,113	1,113
3^0	1,113	1,113
6^0	1,113	1,113
9^0	1,113	1,113
12^0	1,113	1,113
15^0	1,113	1,113
18^0	1,113	1,113

Tabel 4.7 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 7481

Sudut serang	Koefisien angkat	Koefisien hambat
-3^0	0,278	0,278
0^0	0,278	0,278
3^0	0,278	0,278
6^0	0,278	0,278
9^0	0,371	0,278
12^0	0,463	0,278
15^0	0,557	0,278
18^0	0,742	0,278

Tabel 4.8 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 11221

Sudut serang	Koefisien angkat	Koefisien hambat
-3^0	-0,371	0,123
0^0	0,123	0,123
3^0	0,206	0,123
6^0	0,288	0,123
9^0	0,454	0,123
12^0	0,701	0,123
15^0	0,742	0,206
18^0	0,948	0,247

Tabel 4.9 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 14962

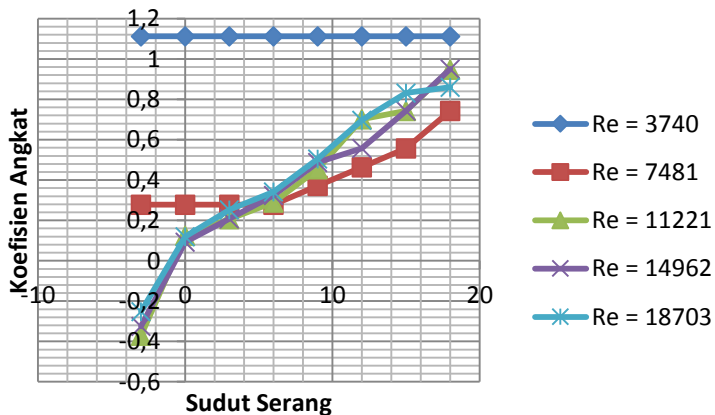
Sudut serang	Koefisien angkat	Koefisien hambat
-3^0	-0,324	0,069
0^0	0,092	0,069
3^0	0,208	0,069
6^0	0,324	0,069
9^0	0,487	0,069
12^0	0,557	0,115
15^0	0,742	0,139
18^0	0,951	0,232

Tabel 4.10 Hasil perhitungan koefisien angkat dan koefisien hambat bilangan Reynold 18703

Sudut serang	Koefisien angkat	Koefisien hambat
-3^0	-0,252	0,445
0^0	0,119	0,445
3^0	0,252	0,445
6^0	0,341	0,445
9^0	0,504	0,074
12^0	0,697	0,163
15^0	0,831	0,237
18^0	0,861	0,311

4.1.4 Perbandingan Koefisien Angkat Dengan Sudut Serang

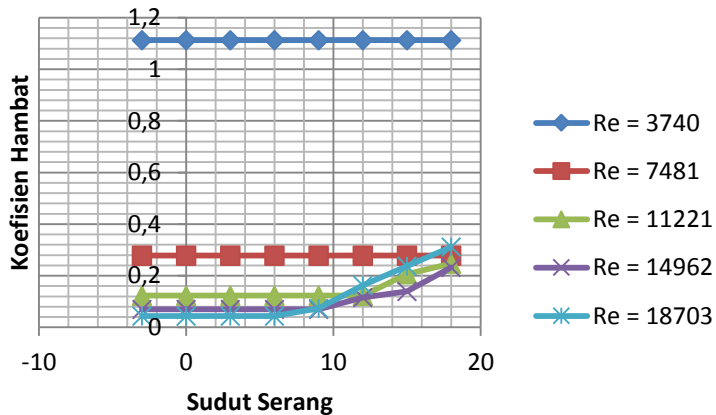
Dari hasil perhitungan koefisien angkat pada semua bilangan Reynold, kemudian diplot pada grafik terhadap sudut serang.



Gambar 4.6 Grafik perbandingan koefisien angkat terhadap sudut serang

4.1.5 Perbandingan Koefisien Hambat Dengan Sudut Serang

Nilai koefisien hambat yang didapat dari perhitungan kemudian diplot pada grafik terhadap sudut serang.



Gambar 4.7 Grafik perbandingan koefisien hambat terhadap sudut serang

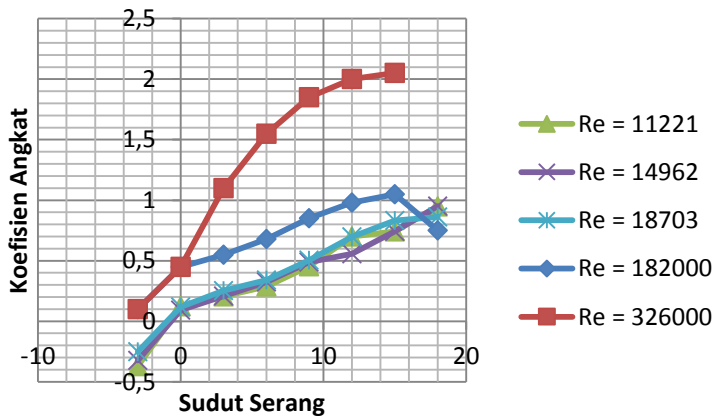
4.2 Pembahasan

Setelah didapatkan data-data di atas, berikut merupakan pembahasan dari hasil percobaan.

4.2.1 Analisis Perbandingan Koefisien Angkat Dengan Sudut Serang

Pada gambar 4.6 terdapat grafik perbandingan koefisien angkat hasil percobaan dengan semua bilangan Reynold terhadap sudut serang. Semakin besar kecepatan angin atau bilangan Reynold maka nilai dari koefisien angkat dari *airfoil* angkat meningkat. Begitu juga dengan sudut serang, semakin besar sudut serang maka nilai koefisien angkat dari *airfoil* juga semakin besar. Tetapi kurva dengan bilangan Reynold 3740 memiliki nilai terbesar dibandingkan dengan kurva lain. Pada hasil pengukuran gaya angkat dengan bilangan Reynold 3740 sebenarnya tidak dapat diukur secara akurat, dikarenakan akurasi

dari alat ukur hanya mencapai 0,01 N. Dengan bilangan Reynold yang sangat rendah maka gaya angkat yang dihasilkan oleh airfoil terlalu rendah untuk diukur menggunakan *force balance* mekanik. Dengan demikian data hasil pengukuran gaya angkat dengan bilangan Reynold 3740 tidak valid. Kurva dengan bilangan Reynold 11221, 14962, dan 18703 kemudian dibandingkan dengan hasil pengukuran pada penelitian yang telah dilakukan oleh Haque [3] dan Camocardi [4]. Haque melakukan penelitian pada *airfoil* NACA 4412 dengan bilangan Reynold 182000 sedangkan Camocardi dengan bilangan Reynold 326000.



Gambar 4.8 Grafik perbandingan koefisien angkat hasil pengukuran dengan penelitian lain

Dengan bilangan Reynold yang jauh lebih besar, maka nilai dari koefisien angkat dari *airfoil* juga semakin besar. Pada bilangan Reynold 326000 nilai koefisien angkat tertinggi mencapai 2, sedangkan yang dilakukan oleh penulis dengan bilangan Reynold tertinggi yaitu 18703 hanya mencapai nilai 0,8. Bilangan Reynold juga mempengaruhi sudut *stall* dan *zero angle lift* pada airfoil. pada bilangan Reynold 326000 *zero angle lift*

terjadi pada -5° , untuk bilangan Reynold < 18703 terjadi pada sudut -1° . Sudut *stall* pada bilangan Reynold 326000 dan 182000 terjadi pada sudut serang 16° , sedangkan untuk bilangan Reynold < 18703 hingga sudut serang 18° belum terjadi *stall*.

4.2.2 Analisis Perbandingan Koefisien Hambat Dengan Sudut Serang

Pada gambar 4.7 menunjukkan grafik perbandingan dari koefisien hambat dengan semua bilangan Reynold dari percobaan dengan sudut serang. Sama halnya dengan analisis di atas, semakin besar bilangan Reynold dan sudut serang dari airfoil maka nilai dari koefisien hambat semakin besar. Tetapi untuk kurva dengan bilangan Reynold 3740 dan 7481 memiliki nilai yang besar dibandingkan kurva lain. Sama seperti kasus pada analisis di atas, bahwa hasil dari pengukuran gaya hambat untuk bilangan Reynold yang rendah, maka nilai gaya angkat dan gaya hambat tidak dapat diukur menggunakan *force balance*, dikarenakan nilai terkecil yang dapat diukur adalah 0,01 N. Sehingga nilai koefisien hambat untuk kurva bilangan Reynold 3740 dan 7481 tidak valid.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

BAB V

PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Berdasarkan hasil eksperimen dan analisis data yang telah dilakukan, maka kesimpulan yang dapat diambil dari tugas akhir ini adalah sebagai berikut:

- a. Studi eksperimental mengenai *airfoil* NACA 4412 dilakukan dengan manufaktur model *airfoil* menggunakan besi dengan ukuran panjang *chord* 6 cm dan lebar *span* 26 cm. Percobaan dilakukan menggunakan *windtunnel* jenis *open loop*. Variabel yang diukur dengan *windtunnel* adalah gaya angkat dan gaya hambat dari *airfoil* menggunakan *force balance*. Dari hasil pengukuran gaya angkat dan gaya hambat, kemudian diubah menjadi koefisien angkat dan koefisien hambat.
- b. Karakteristik aerodinamik dari *airfoil* ditentukan dari bentuk objek, sudut serang, dan kecepatan aliran udara. Pada penelitian ini digunakan kecepatan aliran udara 1, 2, 3, 4, dan 5 m/s. Dan untuk sudut serang yang digunakan adalah 3^0 hingga 18^0 dengan interval 3^0 . Gaya angkat terbesar terjadi pada sudut serang 18^0 dengan kecepatan aliran udara 5 m/s.
- c. Kecepatan aliran udara dan sudut serang mempunyai pengaruh pada gaya angkat dan gaya hambat dari *airfoil*. semakin besar kecepatan udara maka gaya angkat dan gaya hambat yang dialami oleh *airfoil* semakin besar. Begitu juga untuk sudut serang, semakin besar sudut serang maka gaya angkat dan gaya hambat semakin besar. Tetapi untuk sudut serang jika terlalu besar maka *airfoil* akan kehilangan gaya angkat atau mengalami *stall*.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

DAFTAR PUSTAKA

- [1] J. D. Anderson, “Fundamentals of Aerodynamics”, 5th edition, McGraw-Hill, 2010.
- [2] Joel E. Guererro, “Effect of Cambering on the Aerodynamic Performance of Heaving Airfoils”, *Journal of Bionic Engineering*, vol. 6, pp. 398 – 407, 2009.
- [3] M. Nazmul Haque, M. Ali, I. Ara, “Experimental Investigation on the Performance of NACA 4412 Aerofoil with Curved Leading Edge Planform”, *Procedia Engineering*, vol. 105, pp. 232 – 240, 2015
- [4] M. E. Camocardi, “Experimental Study of a NACA 4412 Airfoil with Movable Gurney Flap”, *AIAA Aerospace*, vol. 49th, 2011
- [5] Armfield, Subsonic Wind Tunnel C2 : Manual Book, Hampshire : Armfield, 2009
- [6] T. Nurcahyadi, “Pengaruh Lokasi Ketebalan Maksimum Airfoil Simetris Terhadap Koefisien Angkat Aerodinamisnya”, *Jurnal Ilmiah Semesta Teknik*, vol. 11, pp. 110 – 124, 2008.
- [7] A. H. Bayoumy, “A Continuum Based Three-Dimensional Modeling of Wind Turbine Blades”, *Journal of Computational and Nonlinear Dynamics*, vol. 8, 2012.

“Halaman ini sengaja dikosongkan”

LAMPIRAN A

Perhitungan Koefisien Angkat Untuk Bilangan Reynold 3740

Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Angkat
-3	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
0	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
3	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
6	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
9	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
12	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
15	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
18	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113

Perhitungan Koefisien Hambat Untuk Bilangan Reynold 3740

Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Hambat
-3	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
0	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
3	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
6	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
9	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
12	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
15	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113
18	0,01	0,01	0,01	0,010	1,113

B

Perhitungan Koefisien Angkat Untuk Bilangan Reynold 7481

Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Angkat
-3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
0	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
6	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
9	0,01	0,01	0,02	0,013	0,371
12	0,02	0,01	0,02	0,017	0,463
15	0,02	0,02	0,02	0,020	0,556
18	0,03	0,02	0,03	0,027	0,742

Perhitungan Koefisien Hambat Untuk Bilangan Reynold 7481

Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Hambat
-3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
0	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
6	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
9	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
12	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
15	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278
18	0,01	0,01	0,01	0,010	0,278

Perhitungan Koefisien Angkat Untuk Bilangan Reynold 11221

Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Angkat
-3	-0,03	-0,03	-0,03	-0,030	-0,371
0	0,01	0,01	0,01	0,010	0,123
3	0,02	0,02	0,01	0,017	0,206
6	0,03	0,03	0,01	0,023	0,288
9	0,04	0,03	0,04	0,037	0,453
12	0,05	0,06	0,06	0,057	0,701
15	0,06	0,06	0,06	0,060	0,742
18	0,07	0,08	0,08	0,077	0,948

Perhitungan Koefisien Hambat Untuk Bilangan Reynold 11221

Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Hambat
-3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,123
0	0,01	0,01	0,01	0,010	0,123
3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,123
6	0,01	0,01	0,01	0,010	0,123
9	0,01	0,01	0,01	0,010	0,123
12	0,01	0,01	0,01	0,010	0,123
15	0,02	0,01	0,02	0,016	0,206
18	0,02	0,01	0,03	0,020	0,247

D

Perhitungan Koefisien Angkat Untuk Bilangan Reynold 14962

Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Angkat
-3	-0,05	-0,04	-0,05	-0,047	-0,324
0	0,01	0,02	0,01	0,013	0,092
3	0,03	0,03	0,03	0,030	0,208
6	0,05	0,05	0,04	0,047	0,324
9	0,07	0,08	0,06	0,070	0,487
12	0,08	0,08	0,08	0,080	0,556
15	0,11	0,11	0,10	0,106	0,742
18	0,13	0,14	0,14	0,136	0,951

Perhitungan Koefisien Hambat Untuk Bilangan Reynold 14962

Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Hambat
-3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,069
0	0,01	0,01	0,01	0,010	0,069
3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,069
6	0,01	0,01	0,01	0,010	0,069
9	0,01	0,01	0,01	0,010	0,069
12	0,02	0,01	0,02	0,017	0,115
15	0,02	0,02	0,02	0,020	0,139
18	0,04	0,02	0,04	0,033	0,231

Perhitungan Koefisien Angkat Untuk Bilangan Reynold 18703

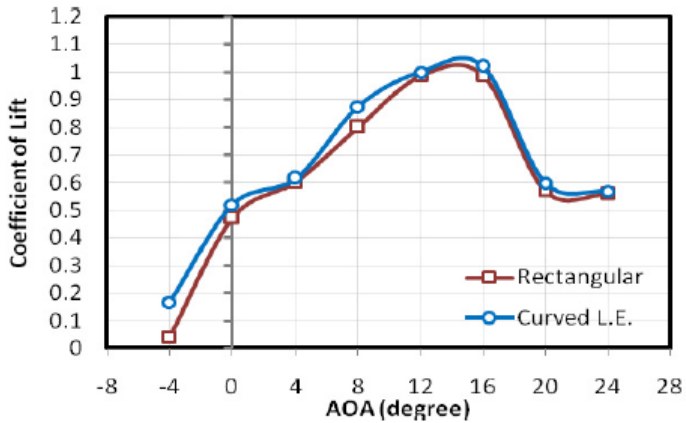
Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Angkat
-3	-0,06	-0,05	-0,06	-0,056	-0,252
0	0,02	0,02	0,04	0,026	0,118
3	0,05	0,05	0,07	0,056	0,252
6	0,07	0,08	0,08	0,076	0,341
9	0,11	0,11	0,12	0,113	0,504
12	0,16	0,16	0,15	0,156	0,697
15	0,19	0,18	0,19	0,186	0,831
18	0,19	0,19	0,20	0,193	0,861

Perhitungan Koefisien Hambat Untuk Bilangan Reynold 18703

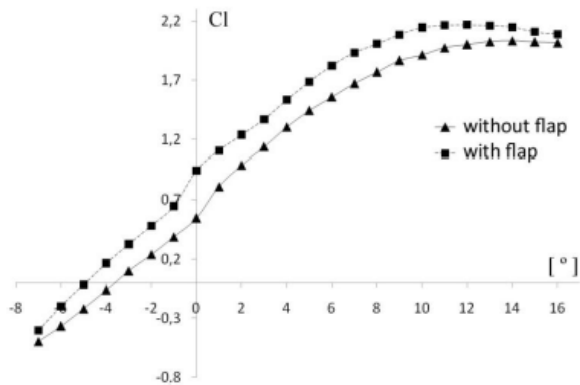
Sudut Serang	Pengukuran I (N)	Pengukuran II (N)	Pengukuran III (N)	Rata-rata	Koefisien Hambat
-3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,044
0	0,01	0,01	0,01	0,010	0,044
3	0,01	0,01	0,01	0,010	0,044
6	0,01	0,01	0,01	0,010	0,044
9	0,02	0,01	0,02	0,016	0,074
12	0,04	0,04	0,03	0,036	0,163
15	0,05	0,06	0,05	0,053	0,237
18	0,07	0,07	0,07	0,070	0,311

LAMPIRAN B

Grafik koefisien angkat dari Haque dengan bilangan Reynold 182000



Grafik koefisien angkat dari Camocardi dengan bilangan Reynold 326000



BIODATA PENULIS



Nama lengkap penulis adalah Gema Pandji Erlangga, lahir di kota Mojokerto tanggal 14 Januari 1993. Penulis telah menyelesaikan pendidikan formal, yaitu SDN Polisi 5 Bogor, SMPN 1 Bogor, SMAN 5 Bogor. Setelah lulus dari SMA, penulis diterima di Departemen Teknik Fisika ITS. Bagi pembaca yang memiliki kritik, saran atau ingin berdiskusi mengenai tugas akhir ini, dapat menghubungi penulis melalui *email : gemapandjie@gmail.com*

